

## **Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра**

**Евдокимчик Е.А.**

*Российская самолётостроительная корпорация «МиГ», РСК «МиГ»,*

*1-й Боткинский проезд, 7, Москва, 125284, Россия*

*e-mail: obstwasser@mail.ru*

### **Аннотация**

Предложена система автоматического увода от опасной высоты, формирующая команду «Увод» на основании интегрирования упрощенных дифференциальных уравнений движения летательного аппарата (ЛА). Указанный подход позволяет осуществить прогнозирование высоты завершения маневра увода с учетом динамики изменения параметров движения ЛА, таких как скорость и другие, от которых зависит располагаемая и допустимая перегрузки, что позволяет учесть изменение указанных величин в процессе автоматического увода. Результатом работы является минимизация области срабатывания автоматического увода и повышение безопасности полетов вблизи земли. В результате работы определены параметры предлагаемой системы для самолета МиГ-29 К(КУБ). По результатам математического моделирования система показала приемлемую работоспособность. В настоящее время система проходит стендовые испытания.

**Ключевые слова:** автоматический увод от опасной высоты, прогнозирование высоты, завершение маневра.

## Введение

При выполнении полетов на средних и малых высотах, в простых и сложных метеоусловиях возникают ситуации, когда в условиях острого дефицита времени летчик может ввести ЛА в нисходящий маневр, который невозможно завершить без пересечения опасной высоты полета. Необходимость постоянного контроля опасной высоты повышает нагрузку на летчика, отвлекая его от выполнения конкретной задачи, тем самым снижается эффективность ее выполнения.

Известны системы предупреждения столкновения ЛА с рельефом местности, основанные на прогнозировании траектории движения ЛА (как без учета, так и с учетом текущего динамического состояния [0]) и формировании безопасного коридора. Применение указанного подхода для высокоманевренных ЛА ограничено из-за их возможности выполнять интенсивные и сложно предсказуемые маневры, что приводит к необходимости расширения безопасного коридора и, как следствие, повышению вероятности выдачи ложных предупреждений.

Известна система предупреждения столкновения ЛА с землей, основанная на построении траектории уклонения на основании базы данных летно-технических характеристик ЛА как функцию от конкретных параметров полета [0]. Известна система предотвращения столкновения с землей [0], в которой определяют параметры движения ЛА, вычисляют потерю высоты при включении автоматического увода, на ее основе вычисляют высоту включения автоматического увода и осуществляют автоматический увод от земли. Потеря высоты при

включении автоматического увода вычисляется как некоторая функция от параметров движения. Известна система предотвращения столкновения ЛА с рельефом местности [0], в которой потеря высоты вычисляется аналогично [0], однако дополнительно учитывается допустимое значение перегрузки. Недостатком указанных систем является то, что потеря высоты определяется на момент включения автоматического увода, в результате этого не учитываются изменения в располагаемой и допустимой перегрузках, которые могут возникнуть в процессе автоматического увода, что может привести к существенному снижению ЛА ниже опасной высоты.

Для повышения безопасности пилотирования и устранения указанных недостатков предлагается система увода от опасной высоты, формирующая команду «Увод» на основании интегрирования упрощенных дифференциальных уравнений движения ЛА, что позволяет осуществить, кроме прогнозирования высоты завершения маневра увода, также прогнозирование скорости и других параметров движения, от которых могут зависеть располагаемая и допустимая перегрузки. Система имеет в своем составе модель действий летчика и модель ЛА. Формирование команды «Увод» осуществляется при равенстве прогнозируемой высоты завершения маневра увода опасной высоте, после чего осуществляется автоматическое обнуление крена и отработка максимально возможной для данного режима перегрузки с целью изменения траектории движения до получения положительных вертикальных скоростей. Использование максимально возможной

перегрузки обеспечивает минимальность области вмешательства режима в управление ЛА.

В результате работы определены параметры предлагаемой системы для самолета МиГ-29 К(КУБ). По результатам математического моделирования система показала приемлемую работоспособность. В настоящее время система проходит стендовые испытания.

### **Исходные данные**

Исходными данными для определения параметров системы являются:

- математическая модель объекта управления, построенная на основании полных дифференциальных уравнений движения ЛА, значений аэродинамических характеристик, значений массово-инерционных характеристик и центровок;
- математическая модель двигателя ЛА;
- математические модели приводов каналов тангажа, крена и курса, приводов отклоняемых носков и исполнительных механизмов автомата тяги;
- математические модели требуемых для моделирования контуров системы дистанционного управления (СДУ) и системы автоматического управления (САУ);
- математическая модель системы ограничительных сигналов.

Для предлагаемой системы увода от опасной высоты необходимо: определить модель действий летчика, определить упрощенные дифференциальные уравнения движения ЛА, определить модель ЛА и вычислить ее характеристики, реализовать полученные соотношения в виде программы для моделирования.

## Модель действий летчика

Действия летчика при уводе от опасной высоты состоят из следующих: обнуление крена; создание максимально возможной на данном режиме перегрузки; поддержание необходимой скорости.

На основании вышесказанного формируется логика работы системы.

При формировании команды «Увод»: при  $|\gamma| > 70^\circ$  и  $\vartheta > -70^\circ$  осуществляется только обнуление крена; в остальных случаях осуществляется одновременное обнуление крена и отработка заданной перегрузки.

При снижении с малыми приборными скоростями ( $V_{пр} < 600$  км/ч) для эффективного выполнения режима «Увод» текущей тяги двигателей может быть недостаточно. При больших скоростях ( $V_{пр} > 800$  км/ч) для уменьшения радиуса траектории необходимо снижать скорость. Логика работы автомата тяги:

- если  $V_{пр, зад} \leq 600$  км/ч, то  $V_{пр, зад} = 600$  км/ч;
- если  $V_{пр, зад} \geq 800$  км/ч, то  $V_{пр, зад} = 800$  км/ч.

## Упрощенные уравнения движения ЛА

При определении модели движения ЛА и модели ЛА необходимо учитывать вычислительные мощности существующих аппаратных средств, имеющихся на борту, и максимально использовать всю возможную первичную информацию о самолете. Упрощение этих моделей в такой ситуации имеет особое значение.

Движение ЛА в продольной плоскости описывается системой уравнений (см., например, [0]):

$$\begin{aligned}
m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X - G \sin \theta, \\
mV\dot{\theta} &= P(\sin \alpha \cos \gamma_c + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_c) + Y \cos \gamma_c - Z \sin \gamma_c - G \cos \theta, \\
\dot{H} &= V \sin \theta.
\end{aligned} \tag{1}$$

Пренебрежем боковой силой, будем считать угол скольжения  $\beta$  малым, приведем уравнения к форме Коши:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= g \left( \frac{P \cos \alpha - X}{mg} - \sin \theta \right), \\
\dot{\theta} &= \frac{g}{V} \left( \frac{P \sin \alpha + Y}{mg} \cos \gamma_c - \cos \theta \right), \\
\dot{H} &= V \sin \theta.
\end{aligned} \tag{2}$$

Учитывая, что  $n_x = \frac{P \cos \alpha - X}{mg}$  и  $n_y = \frac{P \sin \alpha + Y}{mg}$  будем иметь

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= g(n_x - \sin \theta), \\
\dot{\theta} &= \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma_c - \cos \theta), \\
\dot{H} &= V \sin \theta.
\end{aligned} \tag{3}$$

Для определения перегрузок в скоростной системе координат  $n_x$  и  $n_y$  воспользуемся перегрузками в связанной системе координат  $n_{x1}$  и  $n_{y1}$ , а также углом атаки  $\alpha$ :

$$\begin{aligned}
n_x &= n_{x1} \cos \alpha - n_{y1} \sin \alpha, \\
n_y &= n_{x1} \sin \alpha + n_{y1} \cos \alpha.
\end{aligned} \tag{4}$$

Учитывая, что величины углов тангажа и крена изменяются в широких пределах, использовать упрощенную формулу  $\theta = \vartheta - \alpha$  не представляется возможным. Рассмотрим тригонометрическое выражение для угла наклона траектории:

$$\sin \theta = \sin \vartheta \cos \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta. \quad (5)$$

Учитывая принятое допущение о малости угла скольжения, будем иметь

$$\sin \theta = \sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha. \quad (6)$$

Также примем  $\gamma_c \approx \gamma$ .

### Модель ЛА

Характер прогнозируемой траектории, определяемой уравнениями (3), будет зависеть от характера принятого закона изменения величин  $n_x$ ,  $n_y$  и  $\gamma_c = \gamma$ . Этот закон должен отражать изменение реальных аналогичных величин ЛА при выполнении автоматического увода.

Для определения характера изменения угла крена рассмотрены переходные процессы по угловой скорости крена при работе САУ при различных скоростях и высотах полета. На рисунке 1 представлены переходные процессы по угловой скорости крена  $\omega_x$  для различных приборных скоростей на высоте  $H = 3000$  м.

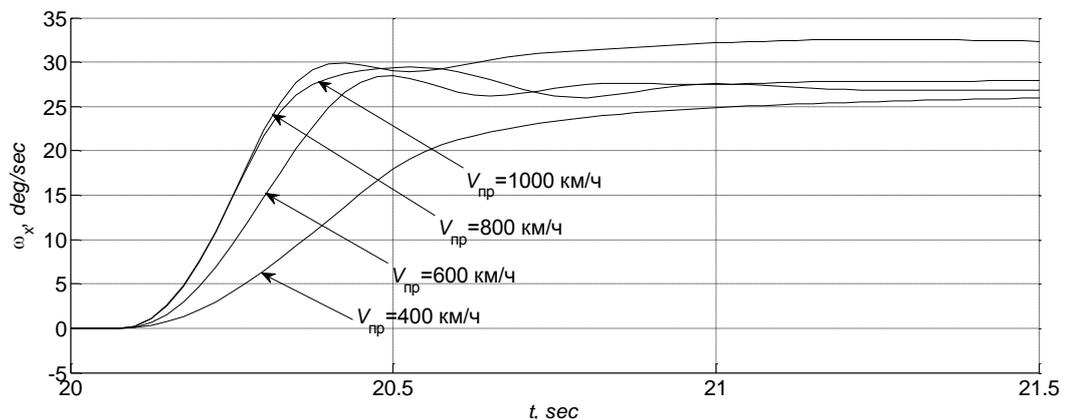


Рисунок 1. Переходные процессы по угловой скорости крена при работе САУ на различных приборных скоростях при  $H = 3000$  м

Анализ результатов математического моделирования позволяет сделать заключение о возможности принять располагаемую угловую скорость крена на всех режимах равной  $\omega_x^{\text{расп}} = 30$  °/сек. Для учета динамики отработки угловой скорости крена введем запаздывание  $\tau_{\text{зап}} = 0.3$  с.

Для определения характера изменения нормальной и продольной перегрузок, рассмотрены переходные процессы при отработке САУ заданной избыточной перегрузки  $\Delta n_y^{\text{зад}} = 4$  при различных скоростях и высотах полета.

На рисунке 2 показаны переходные процессы по  $n_x$  и  $n_y$  на различных приборных скоростях на высоте 3000 м. По результатам математического моделирования составлены таблицы установившихся значений  $n_x(H, V_{\text{пр}})$  и  $n_y(H, V_{\text{пр}})$  (располагаемые перегрузки), после их упрощения получены таблицы располагаемых продольной  $n_x^{\text{расп}}(V_{\text{пр}})$  и нормальной  $n_y^{\text{расп}}(H, V_{\text{пр}})$  перегрузок малой размерности.

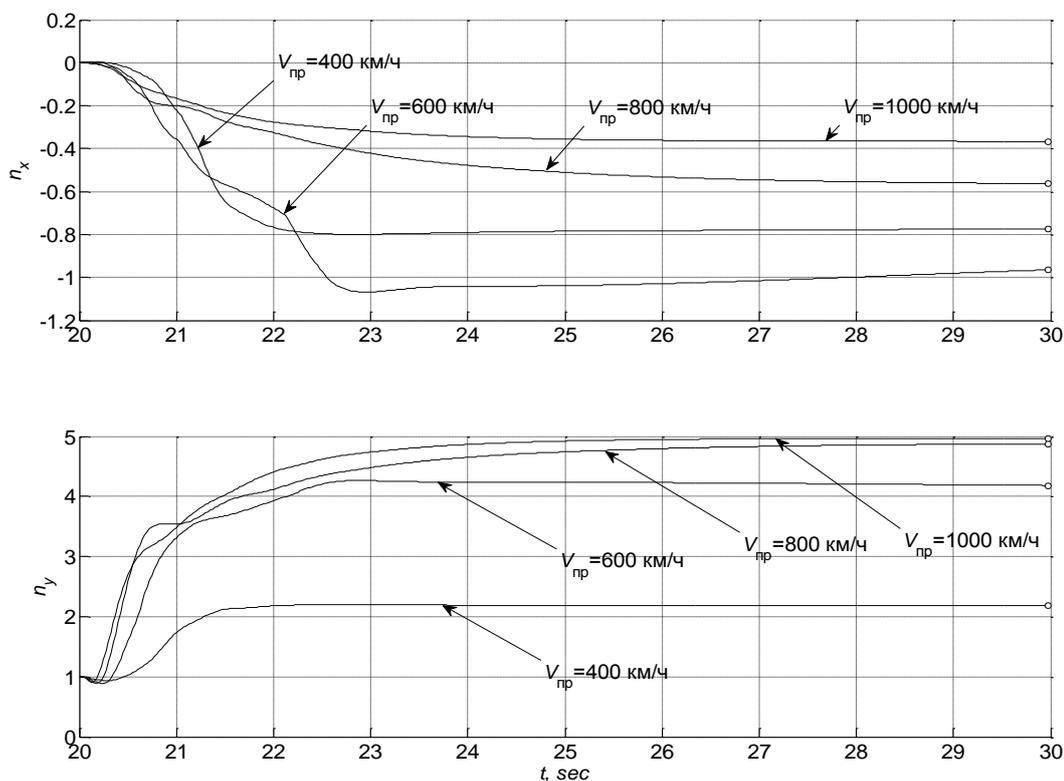


Рисунок 2. Переходные процессы по  $n_x$  и  $n_y$  на высоте 3000 м на различных приборных скоростях

Совместный анализ переходных процессов по перегрузкам позволяет сделать заключение о возможности аппроксимации динамики контура обработки заданной перегрузки аperiodическим звеном. Таким образом, к системе (3) добавятся уравнения:

$$\begin{aligned} \dot{n}_x &= \frac{1}{T_{n_x}} (n_x^{\text{расп}} - n_x), \\ \dot{n}_y &= \frac{1}{T_{n_y}} (n_y^{\text{расп}} - n_y); \end{aligned} \tag{7}$$

где приняты следующие значения постоянных времени:  $T_{n_x} = 1.2$  с;  $T_{n_y} = 0.8$  с при  $V \leq 300$  м/с и  $T_{n_y} = 1.1$  с при  $V > 300$  м/с. В переходных процессах по  $n_y$  имеется особенность, обусловленная наличием кратковременного уменьшения перегрузки в начале ее обработки на самолетах нормальной схемы. Для ее учета введем

запаздывание в отработке заданной избыточной перегрузки. Время запаздывания примем равным  $\tau_{\text{зап}} = 0.3$  с. На рисунке 3 представлены переходные процессы по  $n_x$  и  $n_y$  для приборных скоростей 400 и 1000 км/ч на высоте 1000 м и соответствующие им принятые прогнозируемые переходные процессы.

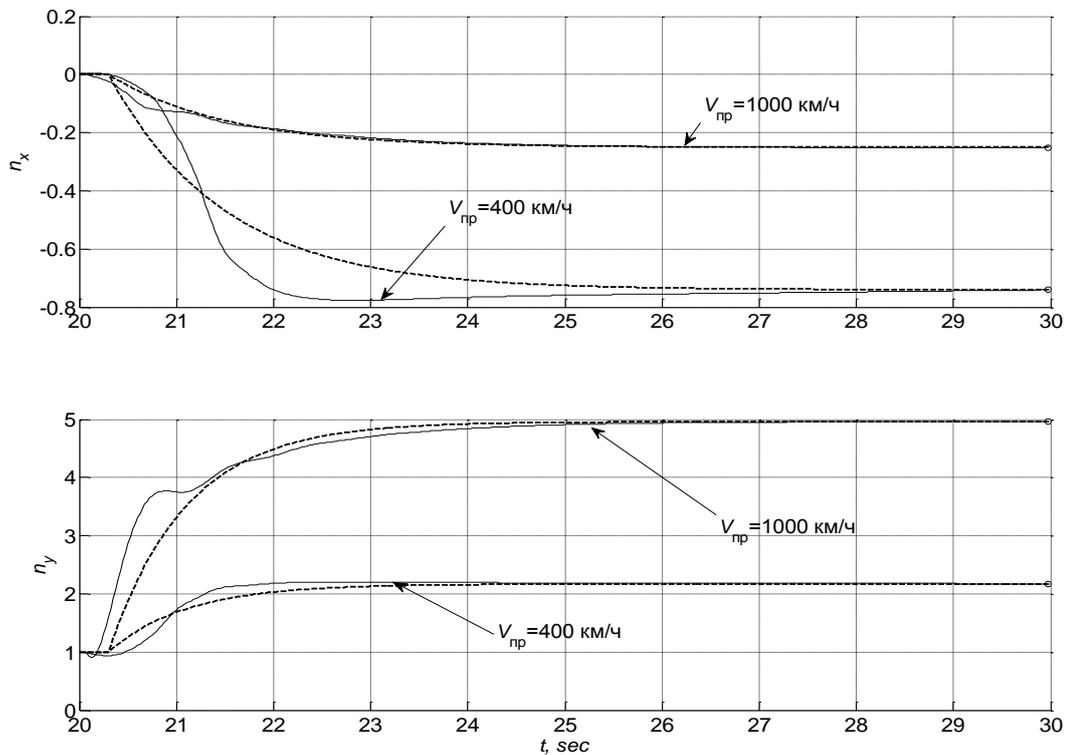


Рисунок 3. Реальные и прогнозируемые перегрузки на высоте 1000 м и различных приборных скоростях

Относительная простота описания динамических характеристик ЛА обусловлена стремлением разработчиков систем автоматического управления придать контурам отработки заданной избыточной перегрузки и крена инвариантные свойства (обеспечить близость динамических характеристик на различных режимах).

## Реализация полученных соотношений для моделирования

Особенностью предлагаемой системы увода от опасной высоты является необходимость интегрирования упрощенных уравнений движения с опережением реального времени. Шаг интегрирования определяется с учетом динамических характеристик модели ЛА. Наименьшей постоянной времени является  $T_{n_y} = 0.8$  с,

тогда шаг интегрирования  $T_0$  должен удовлетворять требованию  $\frac{1}{T_0} \geq 2 \cdot \frac{1}{T_{n_y}}$ ,  $T_0 \leq 0.4$ .

Учитывая наличие запаздывания в отработке перегрузки, примем  $T_0 = \tau_{\text{зап}} = 0.3$  с.

Время прогнозирования  $t_{\text{мод}}$  примем равным 20 с. Определение прогнозируемой траектории будем проводить либо до истечения времени  $t_{\text{мод}}$ , либо до смены знака угла наклона траектории (в этот момент происходит переход из снижения в набор высоты).

В уравнениях (3) за начальные значения величин  $V$ ,  $H$  и  $\gamma$  принимаются их истинные значения, начальные значения  $n_x$  и  $n_y$ , вычисляются по выражениям (4) через значения  $n_{x1}$  и  $n_{y1}$ , начальное значение  $\theta$  определяется из выражения (6) через значения  $\alpha$ ,  $\gamma$  и  $\vartheta$ . Интегрирование уравнений (3) и (7) осуществляется по методу Эйлера с шагом  $T_0$  до истечения времени  $t_{\text{мод}}$  либо до смены знака  $\theta$  на положительный. Текущее значение величин  $\omega_x^{\text{расп}}$ ,  $n_x^{\text{расп}}$ ,  $n_y^{\text{расп}}$  определяется с учетом модели действий летчика и таблиц располагаемых значений, дополнительно учитываются ограничения по нормальной избыточной перегрузке.

Упрощенная схема вычисления прогнозируемой высоты завершения маневра увода представлена на рисунке 4.

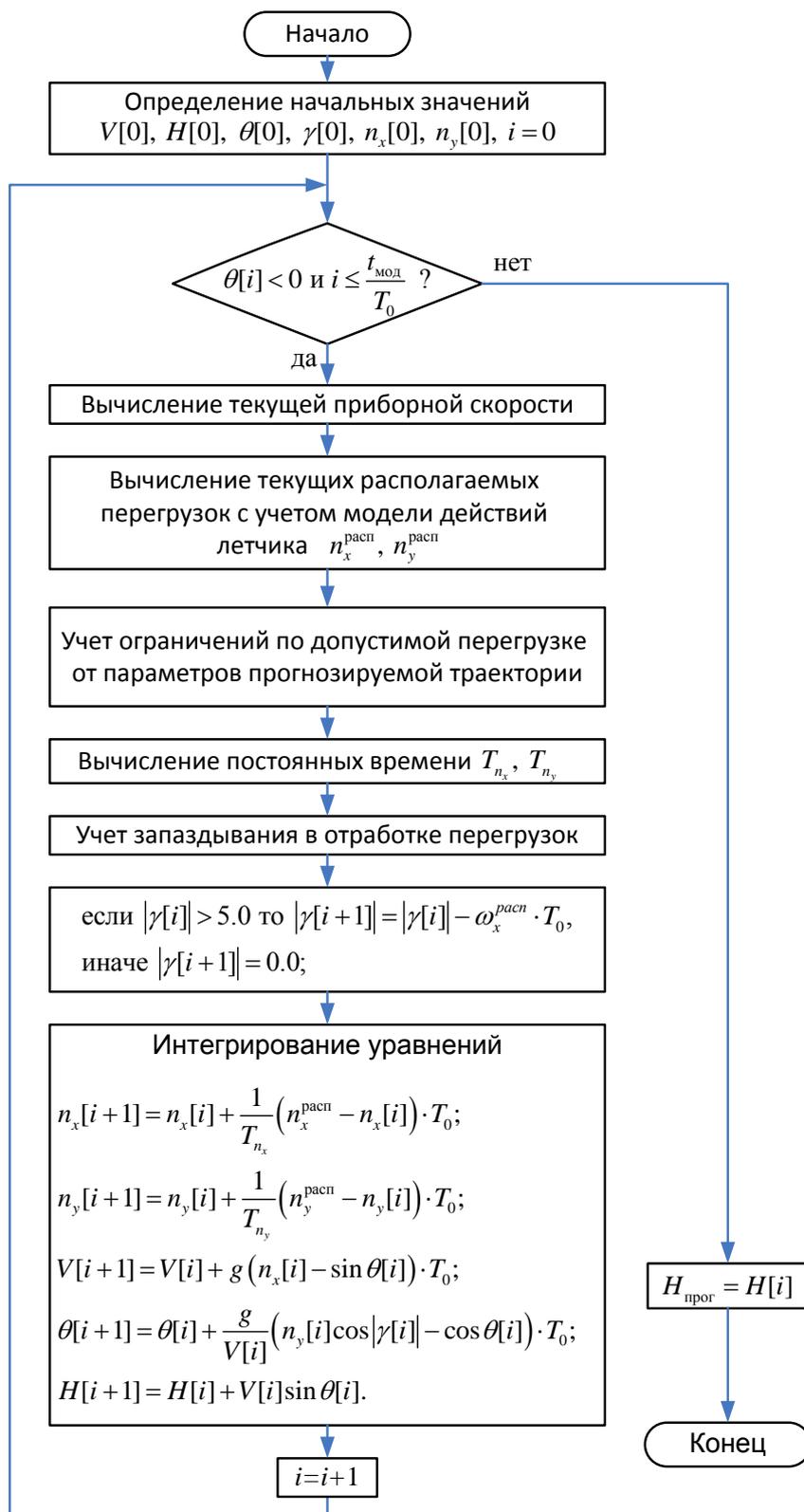


Рисунок 4. Схема вычисления прогнозируемой высоты завершения маневра

На рисунке 5 представлена структурная схема системы увода от опасной высоты.

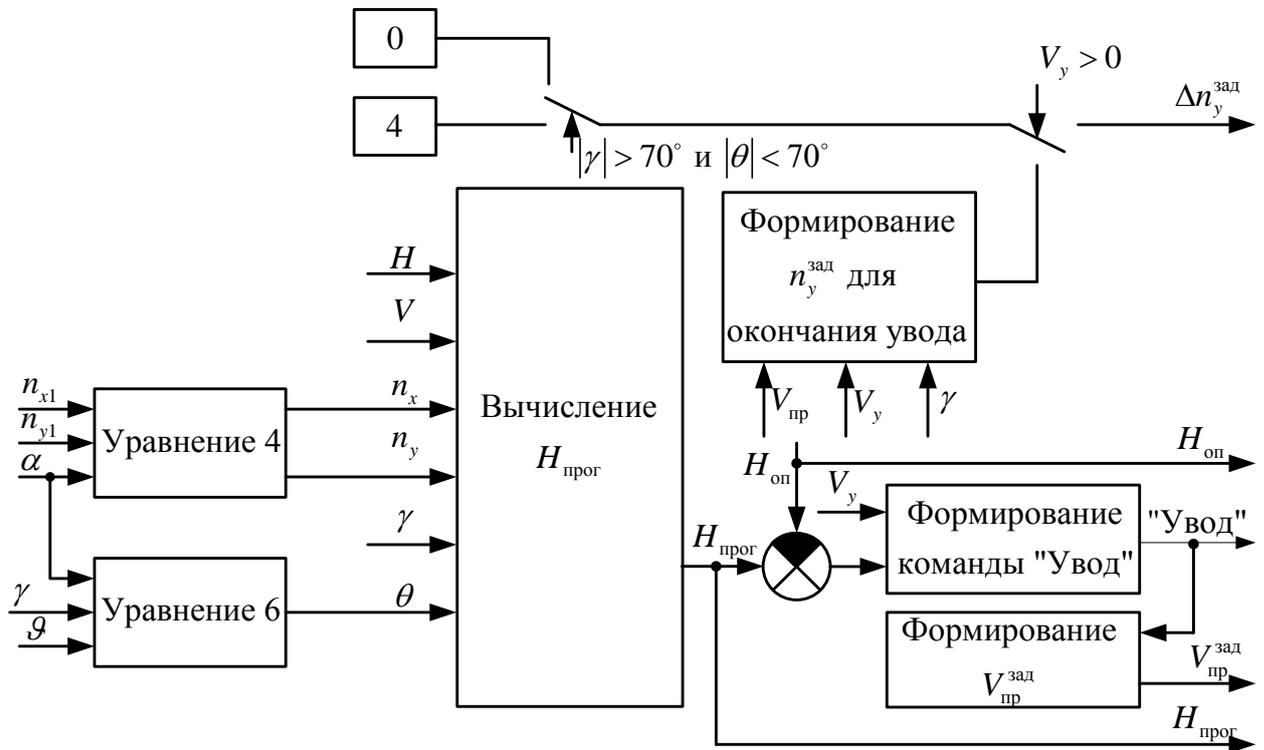


Рисунок 5. Структурная схема системы увода от опасной высоты

После появления команды «Увод» осуществляется обработка заданной перегрузки и обнуление крена в соответствии с принятой логикой; после изменения знака  $V_y$  с отрицательного на положительный формирование заданной перегрузки осуществляется по алгоритму стабилизации угла наклона траектории  $8^\circ$  до пересечения высоты, превышающей опасную на 50 м; после этого команда «Увод» снимается и осуществляется приведения ЛА к горизонту с дальнейшим переходом в режим стабилизации высоты.

## Математическое моделирование

Проведено математическое моделирование отработки режима «Увод» для самолета МиГ-29 К(КУБ) при различных значениях начальной приборной скорости  $V_{пр}$ , вертикальной скорости  $V_y$  и угла крена.

Общая укрупненная структурная схема моделирования представлена на рисунке 6.

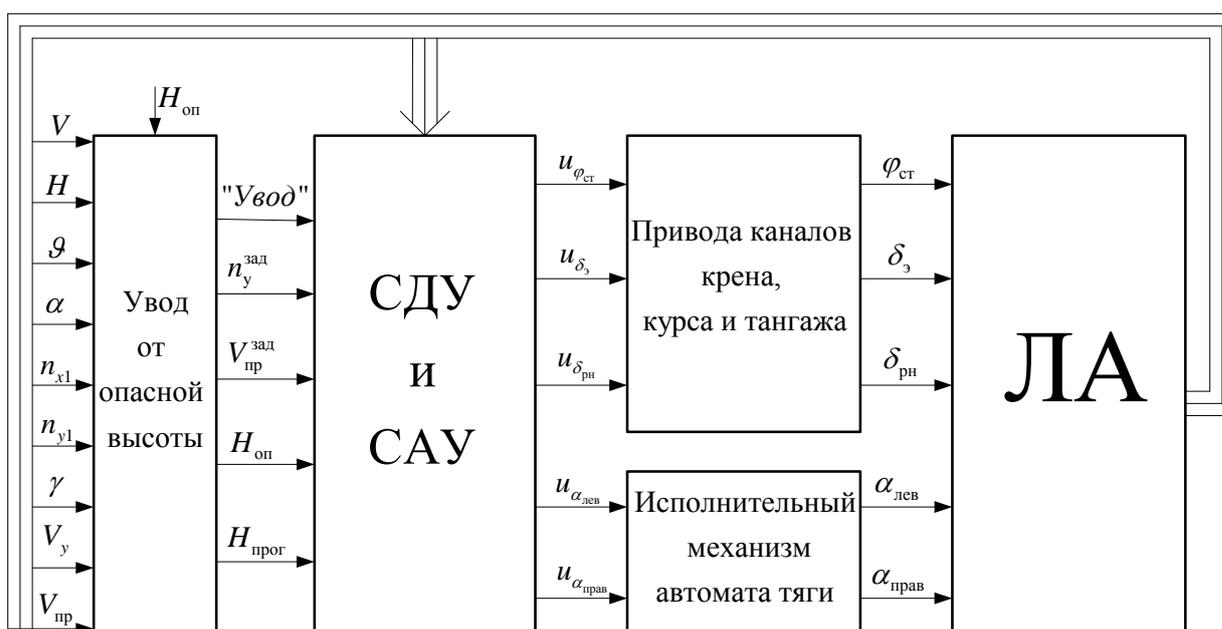


Рисунок 6. Общая структурная схема моделирования

На рисунке 7 представлены высоты включения режима «Увод»  $H_{вкл}$  и минимальные высоты  $H_{min}$  в зависимости от вертикальной скорости  $V_y$  при приборных скоростях включения режима близких к 550 км/ч при различных углах крена, опасная высота принята равной 2000 м.

Минимальная высота близка к опасной и не пересекает ее, что говорит о правильности выбора параметров системы. Использование максимально возможной допустимой перегрузки и близость минимальной высоты к опасной гарантируют

близость области вмешательства режима увод в управление ЛА к минимально возможной.

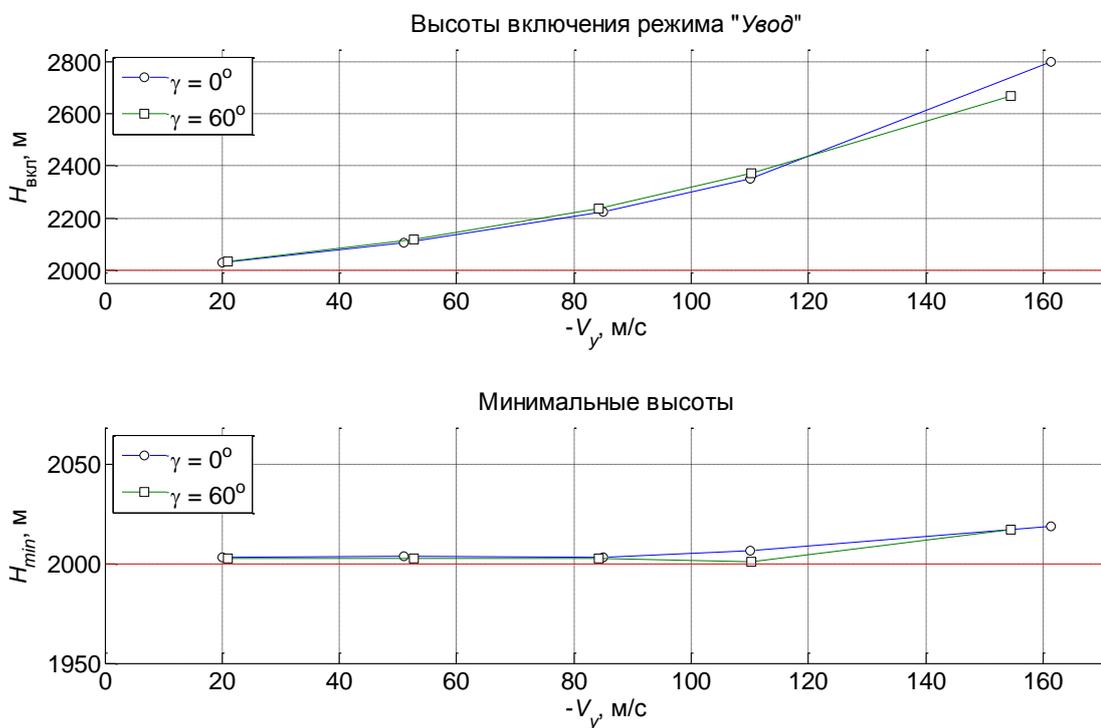


Рисунок 7. Высоты  $H_{вкл}$  и  $H_{min}$  при приборной скорости  $V_{пр} \approx 550$  км/ч

На рисунке 8 представлены типовые графики отработки режима по углам тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$ , вертикальной  $V_y$  и приборной  $V_{пр}$  скоростям, перегрузке  $n_y$ , высоте  $H$ , а также команды «Resov» («Увод»), «PG» («Приведение к горизонту») и «BALT» («Стабилизация высоты»). На рисунке 9 представлены реальные изменения координат  $V$ ,  $n_x$ ,  $\theta$ ,  $H$ ,  $n_y$  (сплошные линии) и их прогнозы на момент появления команды «Увод» (пунктирные линии). На рисунках 10 и 11 представлены графики аналогичные указанным выше при наличии ограничения по допустимой перегрузке (допустимая перегрузка уменьшается от 4 единиц перегрузки до 2 на скоростях полета от 325 м/с до 350 м/с).

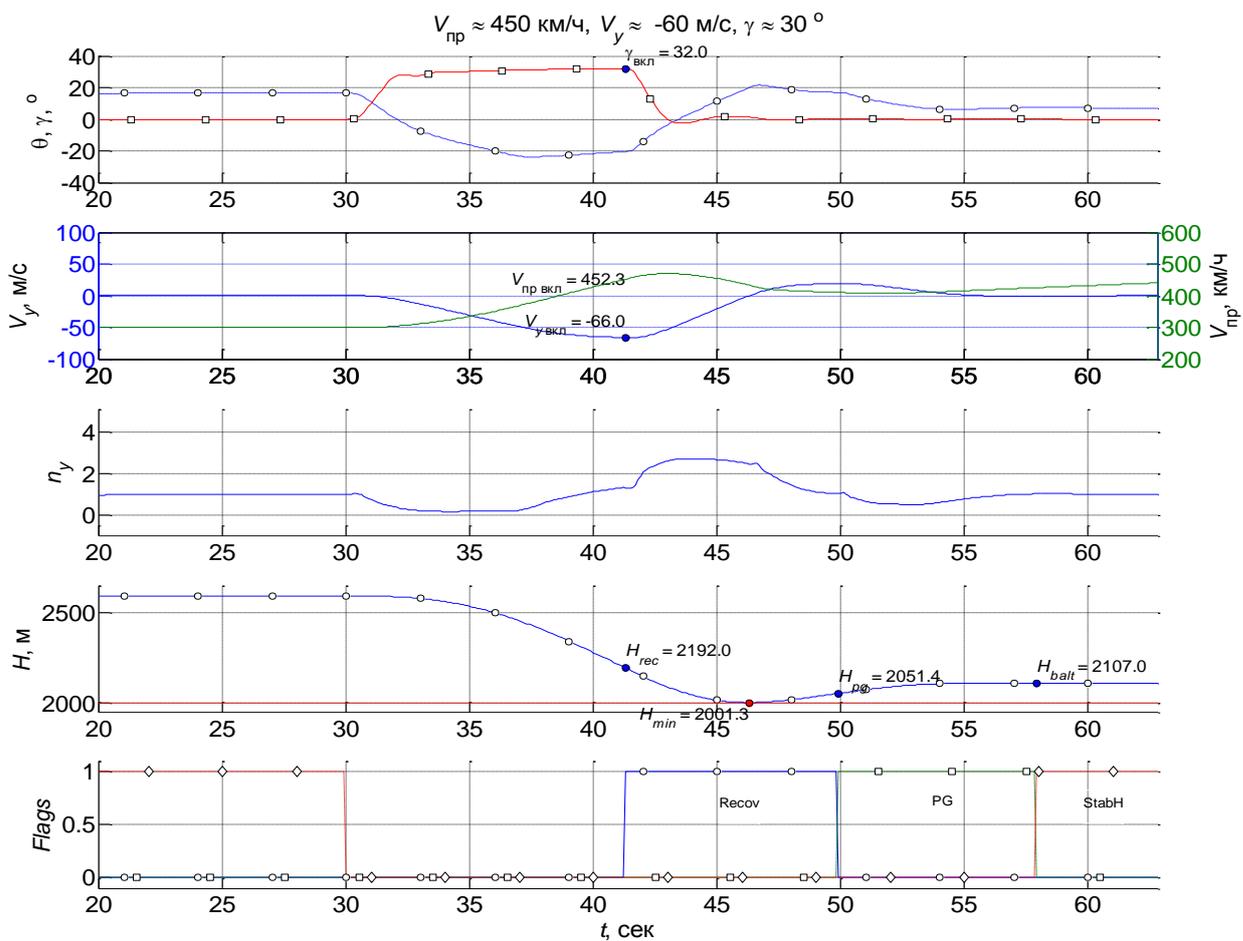


Рисунок 8. Отработка режима «Увод» при  $V_{пр} \approx 450 \text{ км/ч}, V_y \approx -60 \text{ м/с}, \gamma \approx 30^\circ$

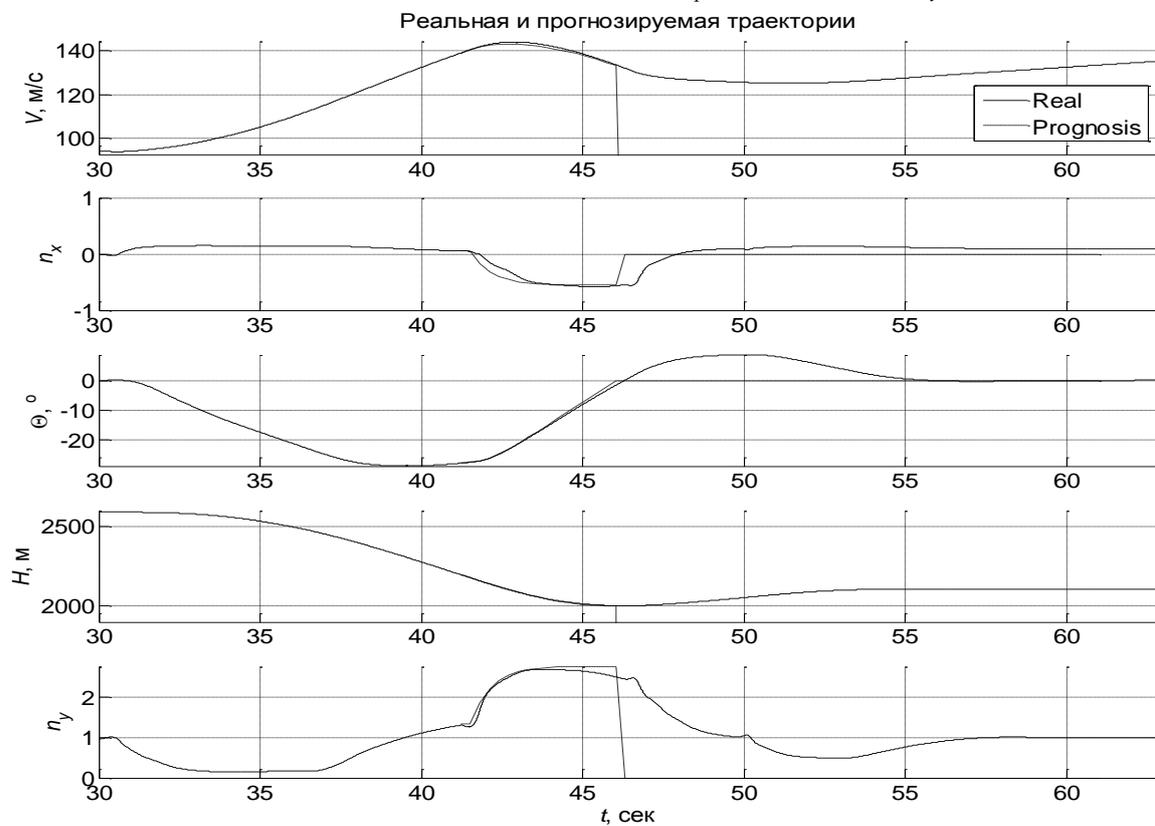


Рисунок 9. Реальные и прогнозируемые параметры движения

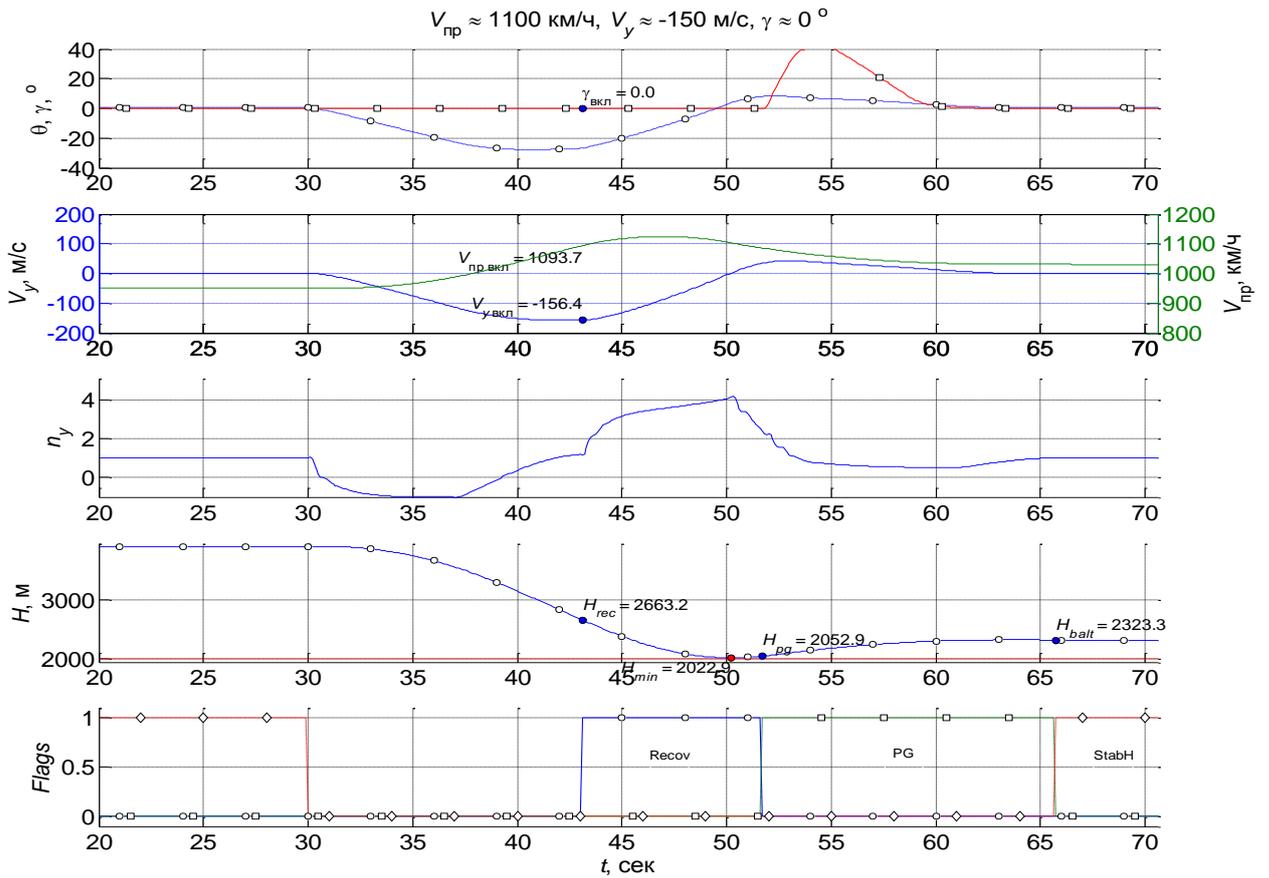


Рисунок 10. Отработка режима «Увод» при  $V_{пр} \approx 1100 \text{ км/ч}, V_y \approx -150 \text{ м/с}, \gamma \approx 0^\circ$

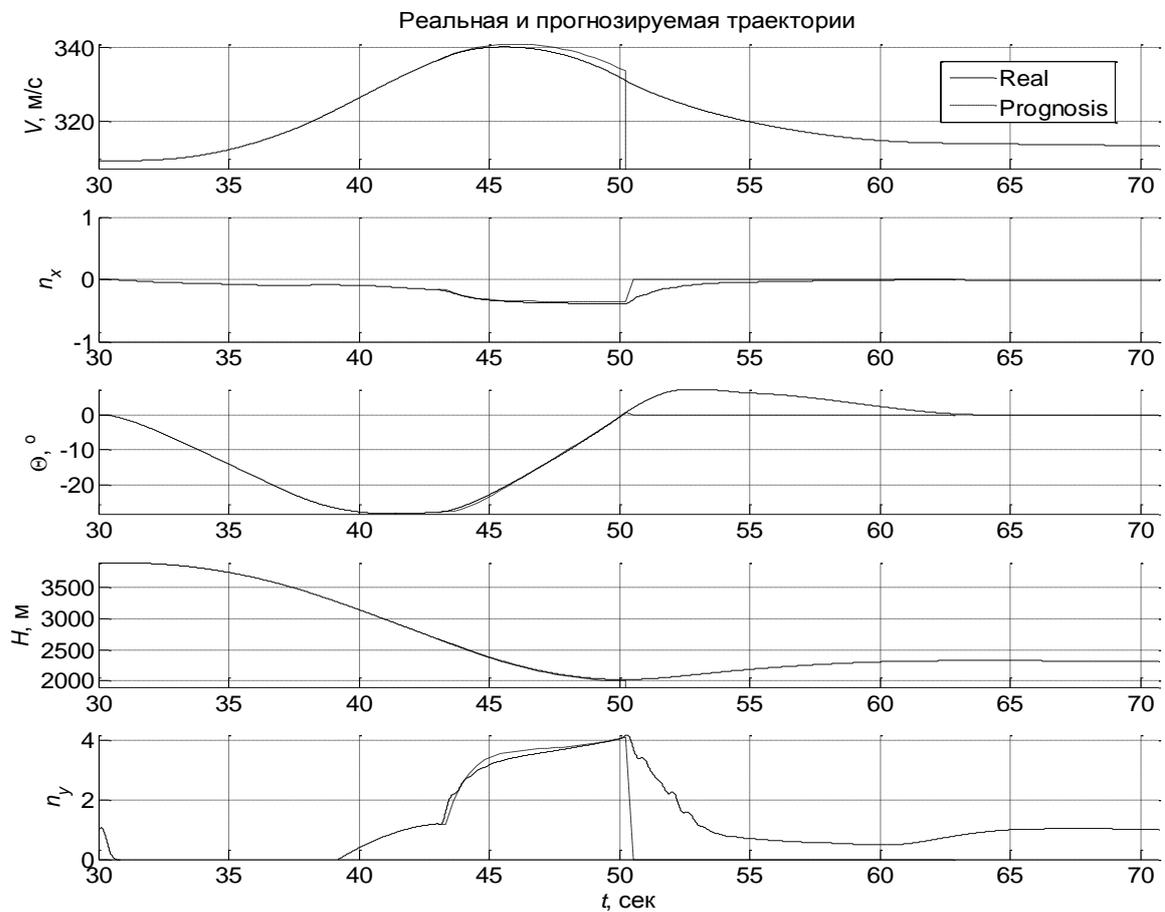


Рисунок 11. Реальные и прогнозируемые параметры движения

Прогнозирование параметров траектории позволяет обеспечить учет изменения перегрузки, что в свою очередь позволяет избежать снижения ЛА ниже опасной высоты (при не учете уменьшения перегрузки просадка под опасную высоту в случае проиллюстрированном на рисунках 10 и 11 составила 111 м).

Успешное проведение математического моделирования системы при различных условиях подтвердило ее работоспособность, система рекомендована к стендовым испытаниям, по результатам которых будет принято решение о проведении летных испытаний.

### **Заключение**

В работе предложена система автоматического увода от опасной высоты. Отличительной особенностью системы является прогнозирование высоты завершения маневра увода на основании интегрирования упрощенных дифференциальных уравнений движения ЛА, что позволяет дополнительно осуществить прогнозирование скорости и других параметров движения, от которых могут зависеть располагаемая и допустимая перегрузки. Учет указанных величин повышает точность прогнозирования высоты завершения маневра увода, что повышает безопасность пилотирования и уменьшает область, в которой режим увод вмешивается в управление ЛА.

Предлагаемый алгоритм является гибким для его настройки, имеются широкие возможности для модификации. Для повышения точности в алгоритме

может быть дополнительно использована информация о подвесках, текущей массе топлива и других параметрах ЛА.

Определены параметры предлагаемой системы для самолета МиГ-29 К(КУБ). В настоящее время система проходит стендовые испытания, по результатам которых будет принято решение о проведении летных испытаний.

### **Библиографический список**

1. Способ предупреждения столкновения самолетов и вертолетов с рельефом местности и устройство на его основе. Патент РФ № 2376645 С1 / ВНИИРА-Навигатор / Бабуров В.И., Волчок Ю.Г., Гальперин Т.Б., Губкин С.В., Маслов А. В., Саута О. И. Заявка № 2008153055/11 от 29.12.2008. Бюл. № 35 от 20.12.2009.
2. Способ и устройство оповещения и предупреждения столкновения летательного аппарата с наземными препятствиями. Патент РФ № 2375757 С2 / ЭРБЮС ФРАНС / Буше Кристоф, Демортье Жан- Пьер. Заявка № 2007122395/11 от 10.11.2005, Бюл. № 34 от 10.12.2009.
3. Aircraft ground collision avoidance and autorecovery systems device, US 4924401 A, USA, 120567, 30.10.1987, 08.05.1990.
4. Способ и система предотвращения столкновения летательного аппарата с рельефом местности. Патент РФ № 2368954 С2 / Козиоров Л. М., Лернер И. И. Заявка № 2007119631/11 от 28.05.2007. Бюл. № 27 от 27.09.2008.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.